سال سی و دوم، شمارهٔ دو، ۱۴۰۰ (۱۹-۴۲)
DOI: 10.22067/jacsm.2021.69296.1012

پیش‌بینی عددی نویز میدان‌نزدیک و آکوستیک‌برگشتی حاصل از جت‌صوتی در شرایط کاری مختلف*

مقاله پژوهشی

رامین خوشنویسان[۱] سبحان امامی کوپائی[۲]

چکیده *نویز (صوت) حاصل از جت مافوق‌صوت آشفتهٔ خروجی از نازل‌های همگرا یا همگرا–واگرا اثرات مخربی بر محیط و انسان‌های اطراف دارد. برای جلوگیری از این اثرات مخرب، سازوکارهای تولیدکنندهٔ نویز در میدان نزدیک و پشت نازل باید به‌خوبی فهم شود. در این پژوهش یک نازل خفه‌شده و صدای ناشی از آن به‌صورت دوبعدی و با استفاده از رویکرد **URANS** و مدل آشفتگی **Realizable k-ε** مطالعه شده است. صدای حاصل از این جت آشفته در میدان نزدیک و پشت نازل با حل معادلهٔ ویلیامز–هاوکینگز به‌دست آمده است. تأثیر پارامترهای فشار و دمای خروجی از نازل روی نویز حاصل از جت آشفته بررسی شده است. تغییر دما، اثرات قابل توجه‌ای روی لایهٔ برشی و طول هستهٔ پتانسیل جت دارد. نویز ثبت‌شده در نزدیک دهانهٔ نازل و پشت نازل نشان می‌دهد که حضور سلول‌های ضربه‌ای در پلوم جت بر امواج آکوستیکی منتشرشده به‌سمت بالادست اثر داشته است و باعث به‌وجودآمدن نویز پهن‌باند ناشی از سلول ضربه‌ای می‌شود. این نویز برای جت سرد با دمای ۳۰۰کلوین مقداری در حدود ۱۰۰دسی‌بل و برای جت گرم با دمای ۶۰۰کلوین مقداری در حدود ۱۰۵دسی‌بل دارد. با افزایش فشار نازل به دوبرابر مقدار اولیه، نویز ثبت‌شده به حدود ۱۲۴دسی‌بل رسیده است.*

واژه‌های کلیدی جت آشفته، نازل خفه‌شده، نویز اختلاط آشفته، نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای، سطح فشار صوت.

مقدمه

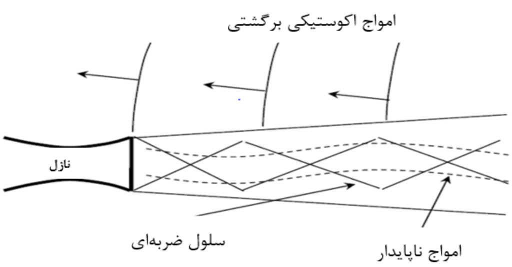
اساسا جت به‌عنوان جریانی از سیال در نظر گرفته می‌شود که از مجرایی (دهانهٔ نازل یا یک روزنهٔ هندسی) خارج و به ناحیهٔ نسبتا بزرگی وارد می‌شود که حاوی سیال منسجم است. جت (گاز یا مایع) باتوجه‌به فشار بالادست با سرعت‌های مختلف (مادون‌صوتی، صوتی یا مافوق‌صوتی) از نازل طراحی‌شده خارج می‌شود [1]. جت سیال مقدار مومنتوم بسیار زیادی در مقایسه با سیال موجود در محیط اطرافش دارد؛ به همین دلیل زمانی‌که جریان جت در میدان شروع به حرکت می‌کند، ذرات سیال موجود در آن با سرعت بسیار بیشتری نسبت به ذرات سیال محیط حرکت می‌کنند و بنابراین ذرات سیال محیط نمی‌توانند تغییرات ناگهانی در مسیر را به جریان پایین‌دست منتقل کنند. ازاین‌رو سیال موجود در محیط نمی‌تواند سریعا خود را با آن‌چه که در جلو خود می‌بیند هماهنگ کند. درنتیجه تغییرات بسیار زیادی در مومنتوم و سایر خواص سیال محیط به وجود می‌آید [2,3]. جت‌های مافوق‌صوت در صنعت امروزی کاربردهای بسیار فراوانی دارند که از آن جمله می‌توان به موتورهای جت هواپیماهای نظامی و تجاری در صنعت هوانوردی، جت‌های مافوق‌صوت که در ماشین‌کاری‌های امروزی برای خنک‌کاری استفاده می‌شود و کاربران با آن‌ها در تماس مستقیم هستند، جت‌های مافوق‌صوتی که در فرایندهای پوشش‌دهی سطوح به کمک روش‌های اسپری گرم و سرد ایجاد می‌شوند [4] یا حتی به

* تاریخ دریافت مقاله ۱۳۹۹/۱۲/۱۸ و تاریخ پذیرش آن ۱۴۰۰/۳/۱۱ می‌باشد.
(۱) دانشجوی کارشناسی‌ارشد، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران.
(۲) نویسندهٔ مسئول: استادیار، گروه مهندسی مکانیک، واحد نجف‌آباد، دانشگاه آزاد اسلامی، نجف‌آباد، ایران.
Email: sobhan@pmc.iaun.ac.ir

جت‌های بادی و آبی نیز اشاره کرد. چالش اساسی به هنگام استفاده از جت‌های مافوق‌صوت بحث آلودگی صوتی و صدمات ناشی از امواج صوتی روی سازه‌ها و انسان‌هاست. جت‌های مافوق‌صوت معمولا با صداهای بسیار زیاد و گوش‌خراشی همراه هستند که عموما بر سلامت جسم و روان انسان و سایر موجودات تأثیر می‌گذارند. در چند دهه اخیر مطالعات زیادی روی مبحث صدای جت‌های مافوق‌صوت و عوامل مؤثر بر آن انجام گرفته است. بر اساس این مطالعات آلودگی صوتی ناشی از جت، ارتباط مستقیمی با ساختار جریان آشفته دارد [5]. شناخت بیشتر و عمیق‌تر این ساختار پیچیده به درک عوامل و منابع ایجاد نویز در این‌گونه وسایل منجر می‌شود و بر این اساس می‌توان به راهکارهایی در جهت کاهش نویز تولیدی اندیشید. لازم به ذکر است، تأثیر این امواج صوتی روی انسان می‌تواند به اختلالاتی نظیر ازدست‌دادن تکلم و حافظه کوتاه‌مدت منجر شود [6]؛ چرا که میزان صوت مجاز برای گوش هر انسان مقدار ۶۰دسی‌بل است. در صورت بیشترشدن این مقدار به بالای ۸۰دسی‌بل به‌ازای افزایش هر ۵دسی‌بل ساعت کاری کاربران نصف می‌شود؛ زیرا قرارگیری در چنین مکان‌هایی باعث گوش‌درد خواهد شد [7].

جریان‌های جت آشفته، شامل ساختارهای آشفته کوچک و بزرگ‌مقیاس بوده است که هر دو این ساختارها قادر به تولید نویز هستند. اگرچه در جت‌های مادون‌صوت نقش ساختارهای کوچک‌مقیاس در تولید نویز غالب است، در جت‌های مافوق‌صوت نقش ساختارهای بزرگ‌مقیاس اهمیت بیشتری پیدا می‌کند؛ به‌طوری‌که بخش غالبی از صدا مستقیما در اثر ساختارهای بزرگ آشفتهٔ حاصل از جریان جت (نویز ناشی از اختلاط آشفته) تولید می‌شود [8]. از آن‌جایی که اغلب جت‌های مافوق‌صوت در عمل به‌صورت ایدئال منبسط (انبساط کامل) نمی‌شوند، یک ساختار سلول موج ضربه‌ای شبه‌متناوب (Semi periodic) یا متناوب، مانند شکل (۱) در پلوم (Plume) جت شکل می‌گیرد. این موضوع باعث انتشار ۲نوع صدای اضافی ناشی از موج ضربه‌ای می‌شود. دسته اول که دارای بسامدهای مجزا هستند، صداهای ناهنجار یا جیغ‌مانند (Screech tones) و دسته دوم نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای (Broadband shock associated noise) نامیده می‌شوند [8]. بنابراین برای جت‌های مافوق‌صوتی که انبساط کاملا ایدئال را تجربه نمی‌کنند، نویز جت از ۳بخش اساسی شامل نویز اختلاط آشفته، نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای و صداهای ناهنجار تشکیل می‌شود.

در شکل (۱) ساختار جت مافوق‌صوت فرومنبسط خروجی از یک نازل همگرا–واگرا مشاهده می‌شود. یک ساختار سلول موج ضربه‌ای شبه‌تناوبی در هستهٔ جت فرومنبسط شکل گرفته است. در لبهٔ نازل، لایهٔ برشی نازکی وجود دارد که تحت‌تأثیر تحریک‌های بیرونی است. اختلالات آکوستیکی (امواج فشاری نوسانی) به‌سمت لبهٔ نازل حرکت کرده و باعث برانگیختگی موج‌های ناپایدار می‌شود. این امواج به‌محض دریافت انرژی از جریان متوسط در پلوم جت رشد و به‌سمت پشت نازل نیز حرکت می‌کنند. بازگشت امواج باعث ایجاد نوسانات فشاری و درنهایت منجر به تولید امواج آکوستیکی خواهد شد.



شکل ۱ وجود سلول‌های ضربه‌ای در جریان جت فرومنبسط و ایجاد امواج صوتی برگشتی [9].

همچنین در قسمت پلوم جت در سلول موج ضربه‌ای چهارم یا پنجم دامنه امواج ناپایدار به حد کافی بزرگ می‌شوند و می‌توانند روی ساختار سلول موج ضربه‌ای تأثیر بگذارند. این اندرکنش ناپایا درنهایت منجر

به تولید امواج آکوستیکی در میدان نزدیک و دور نازل و همچنین در پشت آن می‌شود. این اندرکنش‌ها، لایهٔ اختلاطی جت در دهانهٔ نازل را تحریک می‌کند که این خود امواج ناپایای جدیدی را تولید می‌کند که ضمن بسته‌شدن این چرخه همواره ادامه می‌یابد [8,9].

پاول [10] در پژوهشی تجربی به بررسی مکانیزم نویز حاصل از جت خفه‌شده پرداخت. مطابق این تحقیق نویز حاصل از اختلاط آشفته یک صدای ناهنجار یا جیغ‌مانند است. این نوع نویز، حاکم بر مکانیزم جت خفه‌شده است. موریس [11] در پژوهشی مدلی را برای ساختار آشفتهٔ یک جت که منابع آکوستیکی جریان محسوب می‌شوند، ارائه کرد. در این تحقیق ساختار آشفته به‌عنوان توده‌ای که کمترین نوسانات پایدار را در هر موقعیت محوری و جهتی دارد، توصیف شده است. همچنین این ساختار به‌صورت نقطه‌به‌نقطه در طول خط جریان جت و تأثیرات این ساختار در تولید نویز بررسی شده است. یافته‌های این تحقیق نشان می‌دهد که این ساختار ناپایدار با ترکیب‌شدن پی‌درپی با ساختار محیط باعث ایجاد یک آبشار انرژی در لایه‌های جت می‌شود و این لایه‌ها نقش بسزایی در تولید نویز دارند. تام و تانا [12] در سال ۱۹۸۲میلادی یکی از پژوهش‌های مهم در زمینهٔ نویز ناشی از موج ضربه‌ای در نازل‌های همگرا-واگرا را منتشر کردند. آن‌ها به مطالعهٔ تجربی و تئوری مشخصه‌های نویز ناشی از موج ضربه‌ای حاصل از یک جت فرومنبسط مافوق‌صوت در طیف وسیعی از شرایط عملیاتی پرداختند. آن‌ها معتقدند که نویز پهن‌باند در اثر اندرکنش ضعیف اما منسجم ساختارهای بزرگ‌مقیاس جریان آشفته در پایین‌دست جریان، در لایهٔ اختلاطی جت و تقریبا در نزدیکی سیستم سلول ضربه‌ای تناوبی ایجاد شده است. پونتن و سینر [13] به بررسی اثرات لبه خروجی نازل بر پلوم جت پرداختند. در این تحقیق انتشار نویز و لایهٔ برشی اولیه حاصل از یک جت سرد فرومنبسط با نازلی با ضخامت‌های لبهٔ مختلف بررسی شد. چندین ضخامت برای لبهٔ نازل در نظر گرفته شد و در دمای ثابت تأثیر لبهٔ نازل بر امواج صوتی تولیدشده به‌صورت تجربی مطالعه شد. اندازه‌گیری‌های آکوستیکی میدان نزدیک نشان می‌دهند دامنه و بسامد حالت‌های ناهنجار به ضخامت لبهٔ نازل بستگی دارد. شن و تام [14] به شبیه‌سازی عددی نویز ناشی از جت آشفته پرداختند. نتایجی که از این شبیه‌سازی به‌دست آمد، با نتایج آزمایشگاهی تطابق خوبی داشت. این پژوهش نشان داد که با نرم‌افزارهای تجاری نیز می‌توان نتایج معتبری به‌دست آورد و عوامل واگرایی و ضعف مدل‌های عددی با دقت در شبکه‌بندی محاسباتی و درنظرداشتن مقیاس‌های بزرگ و کوچک نوسانات جریان می‌تواند به کمترین مقدار خود برسد. خاوران و همکاران [15] در بررسی عددی خود نویز اختلاط آشفتهٔ حاصل از یک جت مافوق‌صوت در فشار طراحی را محاسبه کردند. نتایج آن‌ها نشان داد شبیه‌سازی عددی با استفاده از مدل‌های معمول اغتشاشی و آکوستیکی تخمین نسبتا مناسبی از نویز ایجادشده به‌دست می‌دهد. همچنین پیش‌بینی طیف نویز به تخمین دقیق از عدد اشتروهال وابسته است.

بدونی و همکاران [16] در مطالعه‌ای نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای در جت‌های متقارن محوری را با استفاده از رویکرد شبیه‌سازی گردابه‌های بزرگ (LES) بررسی کردند. آن‌ها یک جت غیرگرم و خارج از شرایط طراحی (جت فرومنبسط) را با یک جت در شرایط طراحی (با انبساط کامل) مقایسه کردند. نتایج نشان داد که لایه‌های برشی جت خارج از شرایط طراحی به‌اندازه یک قطر پایین‌دست‌تر از جتی که در شرایط طراحی عمل می‌کند ادغام شده (طول هستهٔ پتانسیل بیشتر است) و سطح قلهٔ نوسانات سرعت برای جت خارج از نقطهٔ طراحی با کاهش ملایمی (در حدود

٦درصد) همراه است. میدان فشار نزدیک برای جت خارج از شرایط طراحی تحت غلبه تابش موج ماخ در قسمت‌های پایین‌دست میدان جریان بوده اما حالت نهایی، مشابه جت طراحی است. اروین و سینها [17] در پژوهشی با جفت‌کردن رویکرد اغتشاشی LES و مدل آکوستیکی (ویلیامز–هاوکینگز FW-H)، نویز میدان دور و نزدیک یک جت مافوق‌صوت را بررسی کردند. در این مطالعه از نویز جریان بالادست چشم‌پوشی شده که باتوجه‌به این‌که نویز از تاریخچهٔ خود نیز اثر می‌گیرد، محل چالش و بحث است. لیو و همکاران [18] در تحقیقی به بررسی عددی سه‌بعدی جریان‌های جت مافوق‌صوت با استفاده از رویکرد LES پرداختند. نویز دوردست حاصل از جت با یک روش محاسباتی آیروآکوستیکی که داده‌های جریان ناپایای میدان نزدیک حاصل از LES را با یک روش انتگرال سطح آکوستیکی پیوند می‌دهد، پیش‌بینی شده است. محاسبهٔ دقیق صدای ساطع‌شده از جریان‌های آشفته و ساختار سلول موج ضربه‌ای نیازمند حل دقیق جریان آشفته و ساختارهای موج ضربه‌ای است. در نتیجه در این کار از یک روش گسسته‌سازی مرتبه بالا بدون اتلاف عددی استفاده شده است. علت این امر اولا آن است که معمولا دامنه میدان صدا چندین مرتبه بزرگی کوچک‌تر از میدان آیرودینامیکی است و ثانیا به‌فرض استفاده از روش‌های گسسته‌سازی مرتبه پایین نیاز به شبکه به‌شدت ریزتری برای حل دقیق ساختارهای جریان آشفته است. شولز و همکاران [19] در مطالعه‌ای به شبیه‌سازی عددی مستقیم (DNS) صداهای ناهنجار حاصل از جت‌های مافوق‌صوت مسطح پرداخته‌اند. در مطالعهٔ آن‌ها مشخص شد که موج ضربه‌ای شکل‌گرفته در سلول ضربه‌ای، حرکت دورانی دارد درحالی‌که لبه‌های موج ضربه‌ای از کنار نواحی کم ورتیسیتی لایهٔ برشی از پلوم جت جدا و وارد فضای محیط می‌شود. این پدیده سبب تولید امواج صوتی دایروی می‌شود که به‌سمت بالادست منتشر می‌شوند. این امواج صوتی با تابش صداهای ناهنجار رابطه دارند.

لیو و همکاران [20] مطالعه‌ای عددی روی ویژگی‌های منابع ایجاد نویز در یک جریان جت فرومنبسط انجام داده‌اند. مطابق این تحقیق ناحیهٔ منبع نویز میدان نزدیک را می‌توان به ۲بخش تقسیم کرد: منطقهٔ اول که در فاصلهٔ ۱۵برابری قطر (یک‌ونیم‌برابری طول هستهٔ پتانسیل جت) قرار دارد، امواج درحال انتشار به‌سمت پایین‌دست و بالادست را تولید می‌کند و منطقهٔ دوم که در پایین‌دست منطقهٔ اول قرار دارد، عمدتا امواج درحال انتشار به‌سمت پایین‌دست را تولید می‌کند. شدت آشفتگی و شدت نوسانات فشار نشان می‌دهد که مقیاس‌های کوچک بیشتر در ناحیهٔ نزدیک خروجی نازل و مقیاس‌های بزرگ بیشتر در جریان پایین‌دست تأثیر دارند. البته به‌صورت تدریجی از بسامدهای پرانرژی در میدان نزدیک کاسته می‌شود. آن‌ها در مطالعهٔ دیگری ویژگی‌های نویز در جریان‌های جت فرا منبسط را بررسی کردند. در جت‌های فرامنبسط، افزایش دمای جت، شدت صداهای ناهنجار را کاهش می‌دهد و هارمونیک‌های ناهنجار را از بین می‌برد. آن‌ها نشان داده‌اند که صداهای ناهنجار قوی تأثیر زیادی روی جریان و آشفتگی جت دارد. همچنین افزایش دمای جت، نویز ساطع‌شده از موج ماخ را که با امواج ناپایدار تولید شده است، افزایش می‌دهد. هرچه دمای جت افزایش می‌یابد، مکان قلهٔ نویز به‌سمت جریان بالادست حرکت می‌کند. آن‌ها عنوان کرده‌اند که منبع تولید صدای ناهنجار، امواج فشاری شدت بالا هستند [21]. گوجون و بوگی [22] مطالعه‌ای عددی روی جریان و میدان‌های صوتی نزدیک جت دایروی آزاد فرومنبسط که تولیدکننده ۲صدای ناهنجار است انجام دادند. میدان‌های فشار فیلترشده در بسامدهای ناهنجار نشان‌دهنده حضور

امواج ایستای هیدرودینامیکی-آکوستیکی هستند. در میدان‌های فشار ۳مؤلفه آکوستیکی دیگر شامل نویز اختلاطی بسامد پایین، نویز اختلاطی بسامد بالا و نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای مشاهده شدند. نویز ناهنجار ناشی از یک سازوکار بازخورد آیروآکوستیکی بین انتشار ساختارهای آشفتهٔ جریان پایین‌دست و انتشار امواج آکوستیک جریان بالادست است. مؤلفه نویز اختلاطی به‌نظر ناشی از نفوذ ناگهانی ساختارهای آشفته به درون هستهٔ پتانسیل جت، در نزدیکی انتهای آن است. نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای در اثر اندرکنش ساختارهای آشفتهٔ موجود در لایه‌های برشی جت با موج ضربه‌ای حاصل از سلول ضربه‌ای است. کارنام و همکاران [23] در پژوهشی اثرات دما بر مشخصه‌های جریان در نسبت فشارهای مختلف را برای یک نازل مستطیلی از طریق سرعت‌سنج تصویری ذرات خط جریان (Particle Image Velocimetry) بررسی کرده‌اند. مقایسه‌های صورت‌گرفته نشان می‌دهد که افزایش فشار نازل منجر به افزایش طول هستهٔ پتانسیل جت شده و با افزایش دمای جت اثری عکس آن رخ می‌دهد. آیوپوف و همکاران [24] به شبیه‌سازی عددی دقت بالای جریان جت خروجی از یک نازل با نسبت فشار نازل بسیار بالا (۲۱/۸) پرداختند. این شبیه‌سازی با رویکرد ترکیبی RANS/ILES و مدل آکوستیکی FW-H در شرایط کاری خارج از نقطهٔ طراحی صورت گرفته است. نتایج این مطالعه نشان می‌دهد که اگرچه سطح نوسانات سرعت در لایهٔ اختلاطی وابستگی کمی به نسبت فشار نازل دارد، اما سطح نوسانات فشار در لایهٔ اختلاطی با افزایش نسبت فشار نازل کاهش می‌یابد. در مقایسه بین ۲نسبت فشار نازل ۲۱/۸ و ٤ مشاهده شد که در نسبت فشار ۲۱/۸ سطح نویز میدان دور در حدود ۵ تا ۷ dB بیشتر است. برین و ایوجا [25] جابه‌جاشدن منبع نویز در جت مافوق‌صوت را بررسی کرده‌اند. آن‌ها به‌صورت تجربی منابع نویز جت که شامل الف) ناحیه اختلاطی جت، ب) ناحیهٔ نزدیک به سلول‌های ضربه‌ای و ج) ناحیه‌ای متشکل از اختلاط و سلول‌های ضربه‌ای می‌شود را مشخص کرده‌اند. بهمن جهرمی و همکاران [26] صوت حاصل از جت برخوردی در لحظات اولیهٔ تشکیل تا رسیدن به حالت شبه‌پایا را به‌صورت آزمایشگاهی بررسی کردند. در این پژوهش نشان داده شد که صوت حاصل از لایهٔ برشی جت به‌صورت رویدادهای پرانرژی صوتی در حوزهٔ زمان دیده می‌شوند. همچنین مشخص شده است که دامنهٔ صوت حاصل از موج ضربه‌ای اولیه با افزایش زاویهٔ قرارگیری میکروفن نسبت به صفحهٔ برخورد کاهش می‌یابد. مریمی و همکاران [27] با بررسی تجربی جریان ناپایای عبوری از یک استوانه، عوامل اصلی نویز ثبت‌شده در دوردست را شناسایی کردند. مطابق نتایج این مقاله تغییر ماهیت جریان آزاد از آرام به آشفته سبب افزایش سطح انرژی نویز باریک‌باند و پهن‌باند می‌شود. موحدی و همکاران [28] نویز آیروآکوستیکی ناشی از جریان حول مدل یک ساختمان بلند را با استفاده از روش نیمه‌تحلیلی در میدان دوردست بررسی کردند. الگوی دوقطبی انتشار صدا برای هندسهٔ سه‌بعدی مورد مطالعه که ناشی از پدیدهٔ ریزش گردابه است، در این کار مشاهده شد. دانیل و همکاران [29] از غیریکنواختی دما برای کاهش نویز جت مافوق‌صوت استفاده کردند. آن‌ها نشان دادند که اغتشاشات القاشده با غیریکنواختی دما، جابه‌جایی و ساختار آشفتگی در پلوم جت را تغییر داده است و قلهٔ انرژی‌های طیفی را به‌سمت اعداد موج بالاتر منتقل می‌کند. موریس و پراساد [30] در پژوهش خود از فناوری تزریق سیال برای کاهش نویز تولیدشده در پلوم جت استفاده کردند. به‌منظور درک دقیق سازوکارهای کاهش نویز، سیالات تزریقی در شرایط مختلف مطالعه شدند. در پژوهش آن‌ها مشخص شد که حتی به‌کارگیری

یک افشانک این قابلیت را دارد که ساختارهای بزرگ‌مقیاس را که یکی از منابع تولید نویز در جت مافوق‌صوت هستند، به ساختارهای کوچک‌مقیاس تبدیل کند. علاوه بر این با نصب افشانک‌های بالادستی در هر موقعیت سمتی نویز پهن‌باند وابسته به موج ضربه‌ای کاهش می‌یابد.

همان‌طور که مشاهده شد، تمامی فعالیت‌های مرورشده در راستای شناخت بیشتر و بهتر منابع نویز تولیدی از جت مافوق‌صوت یا صوتی بوده است تا در راستای کاهش نویز تولیدشده با این وسایل قدمی برداشته شود. البته در پژوهش‌های انجام‌شده به امواج آکوستیکی برگشتی اشاره‌ای نشده است یا اگر هم این موضوع مورد تحقیق بوده باشد، به‌صورت انحصاری و محرمانه در اختیار شرکت‌های تجاری و نظامی بزرگ باقی مانده است. درحالی‌که این امواج و اختلالات آکوستیکی به‌سمت لبه‌های نازل و منطقهٔ پشت آن منتشر و باعث نوعی خستگی به‌نام خستگی آکوستیکی می‌شود. این خستگی در بلندمدت باعث تخریب سازه‌ای نازل و تجهیزات پیرامونی می‌شود. همچنین این امواج بازگشتی می‌تواند به متخصصانی که در محیط کار با جت‌های مافوق‌صوت در ارتباط هستند آسیب‌های جدی مغزی-عصبی وارد کند. برای این منظور در کار عددی حاضر چندین میکروفون در فواصل و زوایای مختلف در پشت نازل صوتی مورد مطالعه تعبیه شده است تا سطح فشار صوت دریافت‌شده به‌وسیله این میکروفون‌ها در شرایط کاری مختلف نازل بررسی شود.

معادلات حاکم و مدل‌سازی عددی

معادلات حاکم. معادلات حاکم بر جریان تراکم‌پذیر آشفتهٔ حاضر همان معادلات بقای جرم، مومنتوم و انرژی هستند. مطابق معمول به‌منظور مدل‌سازی جریان آشفته از جمله‌های موجود در معادلات حاکم متوسط‌گیری زمانی می‌شود. در معادلهٔ (۱) معادلهٔ مومنتوم متوسط‌گیری‌شده مشاهده می‌شود [31]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\bar{u}_i)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\bar{u}_i\bar{u}_j)=-\frac{\partial\bar{p}}{\partial x_i}+\frac{\partial}{\partial x_j}(\tau_{ij}-\rho\overline{u_i'u_j'}) \qquad (۱)$$

در این معادله u_i بیانگر مؤلفهٔ سرعت در راستای i، p فشار، ρ چگالی و τ تنش برشی است. با اعمال فرایند متوسط‌گیری، جملهٔ $\rho\overline{u_i'u_j'}$ (که به تنش‌های رینولدز معروف است) در معادلات حاضر شده که نیازمند مدل‌سازی است. مدل‌های اغتشاشی برای مدل‌کردن این جمله توسعه یافته‌اند. در کار حاضر از مدل دومعادله‌ای k-ε Realizable که دارای ویژگی‌های جذابی در مدل‌سازی جریان‌هایی با کرنش بالا، تغییر مسیر شدید جریان، جریان‌های جدایشی و جریان‌های دورانی شدید است، استفاده شده است.

لازم به ذکر است که اصولا مدل‌های اغتشاشی برای همه حالت‌ها به‌صورت عمومی نیستند و بنا به تغییر هندسه‌های مختلف، می‌باید تنظیم شوند و ضرایب مدل به‌صورت تجربی برای مسئلهٔ خاص استخراج شود.

مدل اغتشاشی k-ε Realizble

در این مدل دومعادله‌ای علاوه بر نوشتن یک معادلهٔ انتقال برای انرژی جنبشی آشفتگی، k، یک معادله نیز برای نرخ اتلاف انرژی جنبشی، *ε*، حل می‌شود. مزیت مدل‌های دومعادله‌ای در این است که از آن‌ها می‌توان برای پیش‌بینی خواص یک جریان آشفته بدون آگاهی از ساختار جریان آشفته یا هندسهٔ آن استفاده کرد [31].

معادلات انتقالی مدل k-ε Realizable به‌صورت زیر بیان می‌شوند [32]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j)= \frac{\partial}{\partial x_j}[(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k})\frac{\partial k}{\partial x_j}]+ G_k+G_b-\rho\varepsilon-Y_M+S_k \quad (۲)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j)= \frac{\partial}{\partial x_j}[(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon})\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}]+\rho C_1 S_\varepsilon- \rho C_2\frac{\varepsilon^2}{k+\sqrt{v\varepsilon}}+C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}C_{3\varepsilon}P_b+S_\varepsilon \quad (۳)$$

به‌طوری‌که:

$$C_1=\max[0.43\frac{\eta}{\eta+5}] \quad (٤)$$

$$\eta=S\frac{k}{\varepsilon} \quad (٥)$$

$$S=\sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (٦)$$

در معادلات بالا G_k نشان‌دهندهٔ انرژی جنبشی آشفتگی باتوجه‌به گرادیان سرعت متوسط است. G_b انرژی جنبشی آشفتگی ناشی از نیروهای شناوری است که در معادلهٔ استاندارد k-ε به‌دست می‌آید. Y_M سهم انبساط نوسانات در آشفتگی تراکم‌پذیر به نرخ کلی اتلاف است. C_2 و $C_{1\varepsilon}$ مقادیر ثابت هستند. σ_k و σ_ε اعداد پرانتل آشفتگی برای k و ε هستند. S_k و S_ε جمله‌های منبعی هستند که کاربر تعریف می‌کند. در روابط بالا μ نشانگر لزجت مولکولی و μ_t نشانگر لزجت اغتشاشی است [32]:

$$\mu_t=\rho C_\mu\frac{k^2}{\varepsilon} \quad (۷)$$

به‌طوری‌که

$$C_\mu=\frac{1}{A_0+A_s\frac{kU^*}{\varepsilon}} \quad (۸)$$

$$U^*\equiv\sqrt{S_{ij}S_{ij}+\tilde{\Omega}_{ij}\tilde{\Omega}_{ij}} \quad (۹)$$

$$\tilde{\Omega}_{ij}=\Omega_{ij}-2\varepsilon_{ijk}\omega_k \quad (۱۰)$$

$$\Omega_{ij}=\bar{\Omega}_{ij}-\varepsilon_{ijk}\omega_k \quad (۱۱)$$

در روابط فوق $\bar{\Omega}_{ij}$ تانسور متوسط سرعت چرخشی که در یک قاب با مرجع دایره‌ای به سرعت زاویه‌ای ω_k اســـت. C_μ تابعی از نرخ کرنش متوســـط، S_{ij}، و نرخ چرخش ا ست. ثابت‌های مدل A_0 و A_ε از طریق روابط زیر استخراج می‌شود [32,33]:

$$A_0=4.04 \quad (۱۲)$$

$$A_s=\sqrt{6}\cos\phi \quad (۱۳)$$

که

$$\phi=\frac{1}{3}\cos^{-1}(\sqrt{6}W) \quad (۱٤)$$

$$W=\frac{S_{ij}S_{jk}S_{ki}}{\tilde{S}^3} \quad (۱٥)$$

$$\tilde{S}=\sqrt{S_{ij}S_{ij}} \quad (۱٦)$$

$$S_{ij}=\frac{1}{2}(\frac{\partial u_j}{\partial x_i}+\frac{\partial u_i}{\partial x_j}) \quad (۱۷)$$

سایر ثابت‌ها عبارت‌اند از [33]:

جدول ۱ تعیین ضرایب مدل *k-ε* Realizable [33].

$C_{1\varepsilon}=1.44$	$C_2=1.9$	$\sigma_K=1.0$	$\sigma_\varepsilon=1.2$

مدل آشفتگی k-ε-Realizble نسبت به سایر مدل‌های RANS در جریان‌های بازگشتی پیچیده و در جریان لایهٔ مرزی تحت گرادیان فشار معکوس یا جدایش نتایج بسیار بهتری به‌دست می‌دهد. همچنین به‌دلیل نبود دیواره در کار حاضر استفاده از این مدل از لحاظ هزینه محاسباتی و همگرایی بهتر نسبت به مدل‌های خانواده k-ω ارجحیت دارد.

معادلۀ حاکم بر میدان آکوستیکی

آکوستیک به‌معنای مطالعۀ صداهای ایجادشده و انتشار آن‌ها در محیط است. این صداها ممکن است با یک جسم مرتعش یا در اثر عبور جریان سیال در محیط ایجاد شود [34]. صدای تولیدشده با جریان در یک سیال نامحدود معمولا صدای آیروآکوستیکی نامیده می‌شود. در بیشتر جریان‌های ناپایا در کاربردهای مهندسی که معمولا دارای رینولدزهای بالا هستند در اثر حرکت ساختارهای آشفته، صوت تولید می‌شود. هرچند این صدای تولیدی بسیار کم باشد. در کار حاضر برای پیش‌بینی نویز در میدان نزدیک از روش انتگرالی (بر اساس آنالوژی آکوستیک لایت‌هیل) استفاده شده است. در این روش از میدان جریان به‌دست‌آمده در نزدیک جت که با حل معادلات حاکم و به‌کمک رویکرد اغتشاشی RANS گذرا حاصل شده است، برای حل انتگرالی تحلیلی معادلات موج و پیش‌بینی نویز استفاده می‌شود. در رویکرد آنالوژی آکوستیک انتشار صدا از تولید آن جدا شده است و در نتیجه فرایند حل جریان از تحلیل آکوستیکی آن جدا می‌شود [35]. فرمول‌بندی ویلیامز–هاوکینگز (FW-H) عمومی‌ترین شکل آنالوژی صوتی لایت‌هیل بوده و قادر به پیش‌بینی تولید نویز با منابع صوتی مشابه است.

معادلۀ موج ویلیامز–هاوکینگز (FW-H) در واقع یک معادلۀ موج ناهمگن است که بر اساس معادلات پیوستگی و ناویرا ستوکس حاصل شده است. شکل دیفرانسیلی این معادله را می‌توان به‌صورت زیر نوشت [35]:

$$\frac{1}{a_0^2}\frac{\partial^2 p'}{\partial t^2}-\nabla^2 p'=\frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j}\{T_{ij}H(f)\}-\frac{\partial}{\partial xi}\{[p_{ij}n_j+\rho u_i(u_n-v_n)]\delta(f)\}+\frac{\partial}{\partial t}\{[\rho_0 v_n+\rho(u_n-v_n)]\delta(f)\} \quad (۱۸)$$

که در آن u_i مؤلفه سرعت سیال در جهت x_i، v_i مؤلفۀ سرعت صفحه در جهت x_i، n نشانگر جهت عمود بر سطح، p' فشار صوت، a_0 سرعت صوت متوسط، T_{ij} تانسور تنش لایت‌هیل، P_{ij} تانسور تنش فشاری، عملگر دلتای دیراک و $H(f)$ تابع مرحله واحد است. با حل معادلۀ انتقال فوق میدان نوسانات فشار در محیط حل به‌دست می‌آید. سپس سطح فشار صوت از طریق رابطه زیر برحسب دسی‌بل محاسبه خواهد شد [36]:

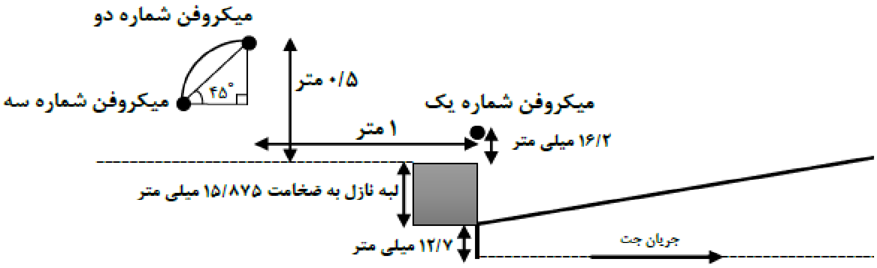
$$L_p = 20\log(\frac{\tilde{p}}{2.10^{-5}}) \quad (۱۹)$$

دامنۀ حل و شبکه‌بندی میدان

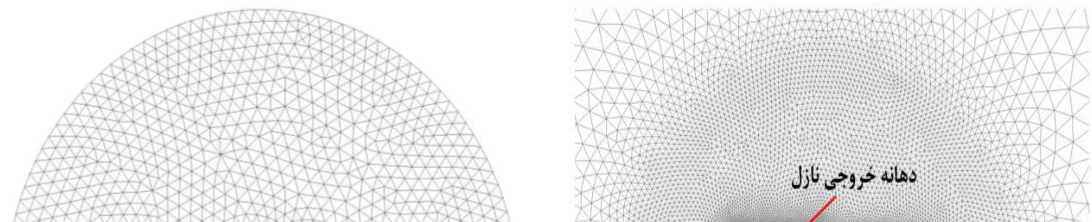
باتوجه‌به مطالعۀ آزمایشگاهی مرجع [13] نازل انتخابی دارای دهانۀ خروجی ۱۲/۷ mm و ضخامت لبۀ ۱۵/۸۷۵ mm است. طرح‌واره‌ای از هندسۀ مسئله و محل قرارگیری میکروفون‌ها در شکل (۲) نشان داده شده است. در این شکل محل قرارگیری میکروفن اول که در فاصلۀ ۱۶/۲ mm بالای لبۀ نازل تعبیه‌شده مشخص است. میکروفن شمارۀ یک برای بررسی سطح فشار صوت در میدان نزدیک و میکروفون‌های شماره دو و سه برای ثبت میزان آکوستیک برگشتی در نظر گرفته شده است.

در شکل (۳) شبکۀ محاسباتی تولیدشده در اطراف دهانۀ خروجی نازل نشان داده شده است. دامنۀ محاسباتی یک محیط نیم‌دایره‌ای بوده که به‌خوبی تمامی نواحی اطراف نازل را پوشش داده است. باتوجه‌به تقارن موجود در مسئله، فقط نیمی از هندسه تولید شده و از شرط تقارن محوری برای مرز پایینی استفاده شده است. با انتخاب این شرط حلگر تأثیرات فیزیکی سه‌بعدی متقارن محوری روی شبکۀ دوبعدی را نیز در نظر می‌گیرد و بدین ترتیب موجب کاهش قابل ملاحظۀ حجم محاسبات می‌شود [35]. مطابق شکل دهانۀ

خروجی نازل که در حقیقت مرز ورودی جریان به میدان محاسباتی است، در مرکز میدان حل قرار گرفته و ناحیهٔ جلو و پشت نازل حدود ۱۰۰برابر قطر نازل امتداد یافته است. در فضای پیش‌بینی‌شده برای جریان جت و نواحی اطراف آن به‌علت نیاز به دقت بیشتر، از شبکهٔ سازمان‌یافته با المان‌های چهاروجهی منظم استفاده شده است. به‌این‌ترتیب پارامترهایی از قبیل آکوستیک برگشتی به‌سمت لبهٔ نازل با دقت خوبی پیش‌بینی می‌شوند. با دورشدن از دهانهٔ نازل شبکهٔ محاسباتی به یک شبکهٔ بدون سازمان با المان‌های سه‌وجهی تغییر می‌یابد. به‌منظور جلوگیری از انعکاس امواج آکوستیکی از مرزهای خروجی، این مرزها حدود ۵۰۰برابر طول موج آکوستیکی از منبع تولید نویز فاصله دارند. همچنین با نزدیک‌شدن به مرزهای خروجی، از شبکهٔ محاسباتی با اندازهٔ بزرگ استفاده شده است تا امواج آکوستیکی منتشرشده به‌سمت مرزها با لزجت عددی به‌طور کامل تلف شوند.



شکل ۲ طرح‌واره‌ای از هندسهٔ مسئله و محل قرارگیری میکروفون‌ها



شکل ۳ نمای جانبی از شبکهٔ محاسباتی تولیدشده در اطراف دهانهٔ نازل. در تصویر سمت چپ کل دامنهٔ محاسباتی مشاهده می‌شود. ناحیهٔ پیش‌بینی‌شده برای جریان خروجی از دهانهٔ نازل و اطراف جت جریان (میدان نزدیک) با شبکه‌بندی سازمان‌یافته و ناحیهٔ میدان دور با شبکهٔ بدون سازمان با المان‌های مثلثی پوشش داده شده است (تصویر سمت راست).

روش حل عددی و شرایط مرزی

شبیه‌سازی‌های عددی حاضر با استفاده از نرم‌افزار تجاری Ansys Fluent ویرایش ۲۰۱۹ نسخه R2 انجام شده است. از آن‌جایی‌که معادلهٔ آکوستیک ویلیامز–هاوکینگز بر اساس فشار عمل می‌کند، حلگر استفاده‌شده برمبنای فشار است. همچنین کلیهٔ شبیه‌سازی‌ها به‌صورت ناپایا و با استفاده از الگوریتم حل Coupled صورت گرفته است. برای گسسته‌سازی جملات جابه‌جایی در معادلات از روش Quick استفاده شده است که برای شبیه‌سازی جریان‌هایی که ورتیسیتی زیادی دارند، با حلگر فلوئنت توصیه می‌شود [33]. استفاده از این روش باعث می‌شود بر خلاف روش‌های مرتبهٔ پایین، مقادیر عددی بیش از حد پراکنده یا میرا نشوند. همچنین گزینهٔ معادلات آکوستیکی ویلیامز–هاوکینگز نیز در حلگر فعال شده و این معادلات با حلگر فلوئنت حل شده‌اند. بر اساس پژوهش آزمایشگاهی [13] جریان خروجی از نازل خفه بوده است و با سرعتی معادل عدد ماخ واحد به محیط وارد می‌شود. شرایط مرزی تنظیم‌شده در دهانهٔ خروجی نازل که در حقیقت شرط مرزی ورودی مسئله حاضر است، از نوع فشار معلوم است. باتوجه‌به عدد ماخ جریان خروجی از دهانهٔ نازل و روابط جریان آیزنتروپیک فشار استاتیک ۱۲۷۳۶۰ پاسکال و فشار کل ۲۴۲۴۹۶ پاسکال تنظیم می‌شود. فشار در مرز خروجی میدان هم باتوجه‌به پژوهش [13] ۱۰۰۰۰۰پاسکال در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است به‌منظور دستیابی به نتایج قابل اعتماد در شبیه‌سازی جریان جت پرسرعت، مطابق پیشنهاد مرجع [33] ضرایب مدل اغتشاشی k-ε Realizable به‌صورت زیر تنظیم می‌شود:

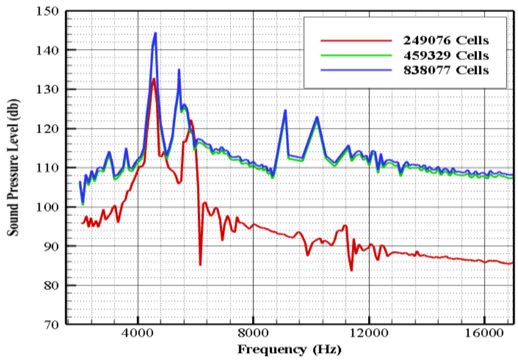
جدول ۲ تعیین ضرایب مدل k-ε Realizable [33].

C2-Epsilon	TKE Prandtl Number	TDR Prandtl Number	Energy Prandtl Number
۲	۰٫۳	۰٫۳۷	۰٫۴۲

نتایج و بحث

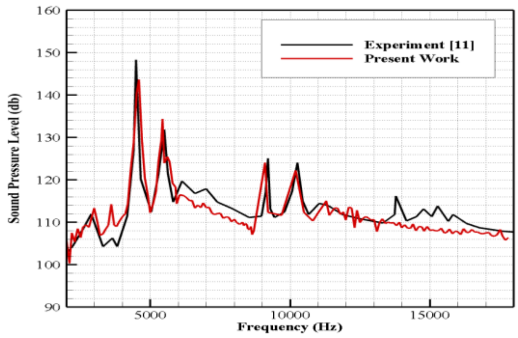
استقلال حل از شبکهٔ محاسباتی و اعتبارسنجی نتایج

به‌منظور بررسی استقلال حل از شبکهٔ محاسباتی مسئلهٔ حاضر با ۳شبکه درشت (۲۴۹۰۷۶ سلول)، متوسط (۴۵۹۳۲۹ سلول) و ریز (۸۳۸۰۷۷ سلول) شبیه‌سازی شده است. در شکل (۴) نمودار سطح فشار صوت ثبت‌شده در میکروفون شماره یک بر حسب بسامد برای ۳شبکه مورد اشاره ترسیم شده است. باتوجه‌به نتایج، شبکهٔ متوسط با ۴۵۹۳۲۹ المان بهترین شبکه برای ادامه فرایند حل است. مطابق شکل با افزایش تعداد المان‌ها به دوبرابر قبل (استفاده از شبکهٔ ریز) تغییر محسوسی در نتایج ایجاد نشده و تغییرات بسیار ناچیز است. باتوجه‌به شکل (۴) مشاهده می‌شود که تا قبل از ایجاد صدای ناهنجار (که به‌صورت یک قلهٔ مجزا در نمودار مشخص است) یک صدای افزایش‌یابنده از بسامد نزدیک به صفر تا ۳۰۰۰هرتز شکل می‌گیرد. در این مدت جت درحال انبساط است. به این صدای تولیدشده نویز ناشی از اختلاط آشفته گفته می‌شود. سپس یک کاهش نویز که حاصل از شروع تداخل ساختارهای آشفته کوچک و بزرگ است روی می‌دهد و پس از کامل‌شدن ترکیب ساختارهای آشفته صدای ناهنجار (جیغ‌مانند) که همانند یک قلهٔ مجزاست، تولید می‌شود. سپس نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای شکل می‌گیرد که حاصل تشکیل‌شدن سلول‌های ضربه‌ای در میدان جریان جت است [8]. همان‌طور که در شکل (۴) پیداست، شبکهٔ درشت نتوانسته است به‌درستی اختلاط ساختارهای بزرگ و کوچک‌مقیاس را با یکدیگر نشان دهد و ازاین‌رو یک افت شدید تا قبل از بسامد ۶۰۰۰هرتز رخ می‌دهد که در سایر شبکه‌بندی‌ها به این صورت نیست. شبکه‌بندی‌های ریزتر به‌دلیل دارابودن تعداد کافی المان در جلو نازل حلگر می‌تواند به‌خوبی میزان سطح فشار صوت در میدان نزدیک را تخمین بزند.



شکل ٤ بررسی استقلال حل از شبکهٔ محاسباتی

در شکل (۵) سطح فشار صوت ثبت‌شده در میکروفون اول با نتایج تجربی مرجع [13] مقایسه شده است. مطابق این شکل نتایج این شبیه‌سازی تطابق خوبی با داده‌های تجربی نشان می‌دهد؛ به‌طوری‌که مکان و دامنهٔ قله‌های فشاری انطباق مناسبی با نتایج تجربی دارد. اندک اختلافات مشاهده‌شده به دقت شبکهٔ محاسباتی و مدل‌های عددی استفاده‌شده بازمی‌گردد. به‌طور حتم استفاده از رویکرد اغتشاشی LES با دقت شبکهٔ بسیار بالا (در حدود ۷۰میلیون سلول [37]) ساختارهای اغتشاشی جریان و اندرکنش‌های امواج ضربه‌ای را با دقت بیشتری مدل می‌کند و پیش‌بینی‌های واقعی‌تری از نویز میدان دور و نزدیک به‌دست می‌دهد؛ اما باتوجه‌به توان رایانه‌ای در دسترس و همچنین تطابق خوب بین نتایج عددی و تجربی (بر اساس شکل ۵) استفاده از رویکرد RANS گذرا و مدل آشفتگی Realizable k-ε انتخاب بهینه‌تری به نظر می‌رسد.



شکل ۵ مقایسهٔ نتایج عددی حاضر و نتایج تجربی پونتن و سینز [13]

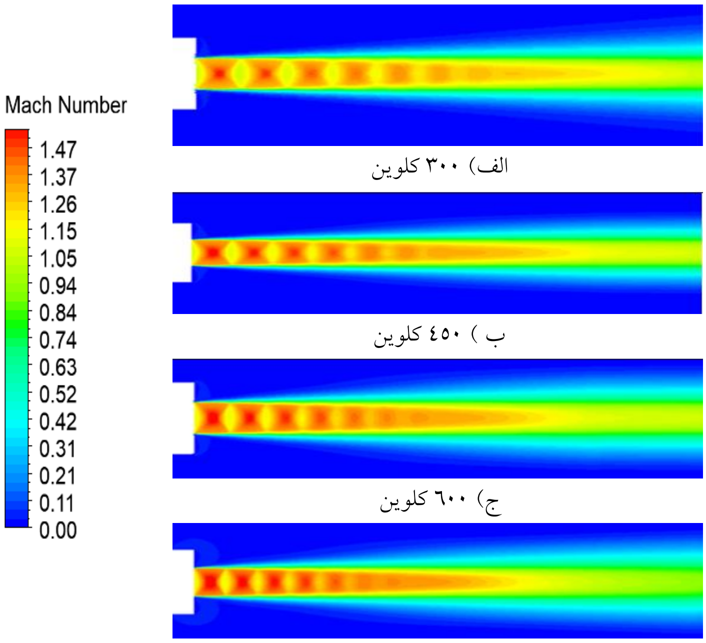
لازم به ذکر است شبیه‌سازی‌های حاضر در ۳گام زمانی 5×10^{-6}، 10^{-6} و 10^{-7} ثانیه انجام شده و استقلال حل از گام زمانی در گام 10^{-6} ثانیه حاصل شده است. این گام زمانی با مقادیر گزارش‌شده در مراجع مختلف [38,39] مطابقت دارد. اجرای این مسئله روی سیستم رایانه‌ای شامل ۸پردازشگر محاسباتی با سرعت پردازش ٤گیگاهرتز و ١٦گیگابایت حافظه داخلی، ۱۲روز به طول انجامیده است.

بررسی اثر دما روی ساختار جریان جت و امواج آکوستیکی

در این قسمت تأثیر دمای جت جریان بر میزان نویز میدان نزدیک و آکوستیک برگشتی بررسی شده است. برای این مقایسه دمای K ۳۰۰ که نشان‌دهندهٔ جت سرد است، دمای K ٤٥٠ که نشان‌دهندهٔ جت نیمه‌گرم است، دمای K ٦٠٠ که نشان‌دهندهٔ جت گرم است و دمای K ۷۵۰ که نشان‌دهندهٔ جت کاملا گرم است برای شبیه‌سازی‌ها انتخاب شده است. در شکل (٦) کانتورهای عدد ماخ برای جریان در دماهای مختلف ترسیم شده است. مشاهده می‌شود که اثر دما تأثیر بسزایی در رشد لایهٔ برشی و طول هستهٔ پتانسیل دارد. به‌طوری‌که با افزایش دما، طول هستهٔ پتانسیل کوتاه‌تر می‌شود. آن‌طور که پیداست دما نقش اساسی در اضمحلال سلول‌های ضربه‌ای ایفا نمی‌کند. در تمام حالات ۷سلول ضربه‌ای قابل تشخیص است. افزایش دما پهنای سلول‌های ضربه‌ای را در لایهٔ برشی جت تغییر می‌دهد و باعث کاهش آن می‌شود. در ضمن عدد ماخ در هستهٔ سلول‌های ضربه‌ای نیز با افزایش دما افزایش پیدا کرده است که به‌خوبی می‌توان تأثیر آن را مشاهده کرد. با بررسی بیشتر این نکته مشخص می‌شود که وجود سلول ضربه‌ای در دمای بالا باعث افت کمتر سرعت در هستهٔ سلول ضربه‌ای شده و فاصلهٔ بین قلهٔ عدد ماخ تا افت آن مقدار کمتری است. اما همچنان دمای بالا در جریان

جت باعث خواهد شد افت عدد ماخ در جت‌های نیمه‌گرم و گرم کمتر از جت سرد باشد [17,23,40].

شکل (۷) سطح فشار صوت برگشتی را برای جت سرد در فاصلهٔ یک‌متری از پشت نازل (میکروفون شماره ۲) نشان می‌دهد. همان‌طور که از این شکل پیداست، صدای ناهنجار در بسامد ٦٥٠٠هرتز رخ داده است. بر اساس پژوهش تام [8] در سمت چپ صدای ناهنجار، در بسامدهای پایین‌تر، نویز اختلاط آشفته مشاهده می‌شود که باتوجه‌به آن‌چه تاکنون بیان شده است، در نتیجهٔ نفوذ ناگهانی ساختارهای آشفته به درون هستهٔ پتانسیل جت، در نزدیکی انتهای آن است.



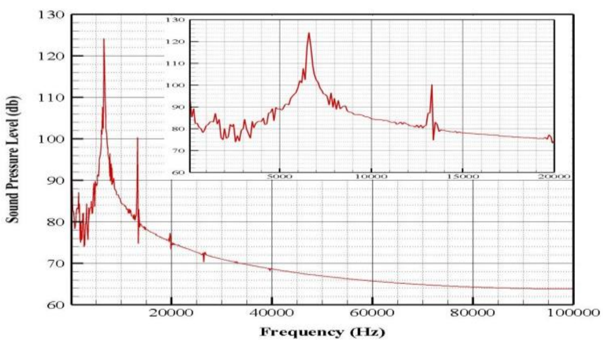
الف) ۳۰۰ کلوین

ب) ٤٥٠ کلوین

ج) ٦٠٠ کلوین

د) ۷٥٠ کلوین

شکل ٦ هستهٔ پتانسل و لایهٔ برشی تشکیل‌شده برای جت سرد، نیمه‌گرم، گرم و کاملا گرم

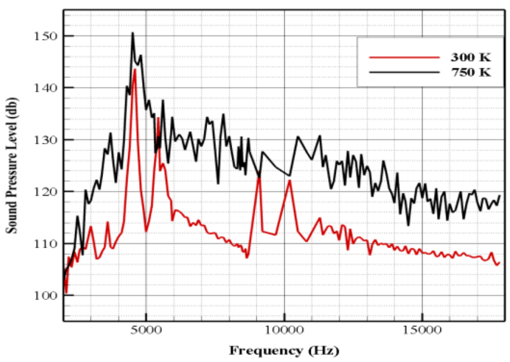


شکل ۷ سطح فشار صوت برگشتی دریافت‌شده با میکروفن شماره ۲ قرارگرفته در فاصلهٔ یک‌متری از پشت نازل جت سرد

همچنین در سمت راست قلهٔ صوتی (صدای ناهنجار) نویز پهن‌باند ناشی از سلول ضربه‌ای مشاهده می‌شود که در بسامدهای بالاتری (حدود ۱۳۵۰۰هرتز) رخ داده است و این‌طور می‌توان دریافت کرد که شدت نسبی هر ۳مؤلفه نویز تابعی از جهت انتشار جت است. همچنین تعبیر دیگر این است که نه‌تنها اختلاط جریان در پشت نازل از اهمیت خاصی برخوردار است، بلکه برخلاف تصور سلول‌های ضربه‌ای نیز در صدای تولیدشده در پشت نازل مؤثر هستند. میکروفن قراردادەشده توانسته است این صدا را که به آن نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای گفته می‌شود نیز تا حدودی دریافت کند. از عواملی که باعث کاهش سطح فشار صوت می‌شود می‌توان به حضور ناپایداری کلوین-هلمهولتز در جریان اشاره کرد. این ناپایداری هیدرودینامیکی پایاشدن جریان را تسریع می‌بخشد و باعث کاهش سطح فشار صوت در پشت نازل می‌شود، زیرا این ناپایداری سطح اختلاط جریان را در جلو نازل افزایش می‌دهد و به همین دلیل جریان اختلاطی در پشت نازل روند کاهشی به خود می‌گیرد [41].

شکل (۸) سطح فشار صوت میدان نزدیک (دریافت‌شده از میکروفن شماره یک) را برای ۲دمای مختلف نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است، با افزایش دمای جت، اغتشاش فشاری در محیط افزایش می‌یابد و سطح فشار صوت نیز بیشتر می‌شود. نکته دیگر آن است که هرچه دمای جت افزایش یابد، قلهٔ اول سطح فشار صوت ثبت‌شده که بیانگر صدای ناهنجار است، اختلاف کمتری با سطح فشار صوت در بسامدهای مجاور داشته و افت سطح فشار صوت کمتری نیز رخ داده است.

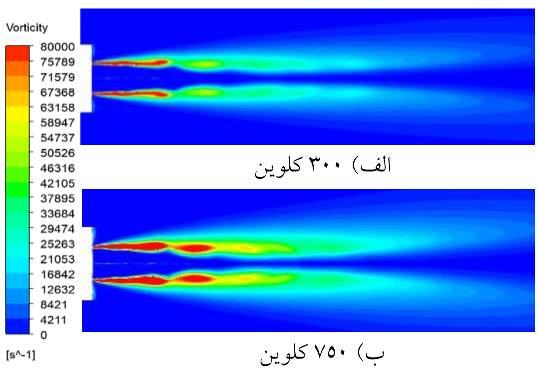
در این دما اثرات امواج ضربه‌ای تأثیر قوی‌تری در افزایش سطح فشار صوت در قله‌های صداهای پهن‌باند دارند. همچنین صدای حاصل از اختلاط آشفته نیز با افزایش دما افزایش یافته است؛ به‌طوری‌که در دمای ۳۰۰کلوین (جت سرد) اختلاف سطح فشار صوت در بیشترین افت در حدود بسامد ۳۰۰۰هرتز رخ می‌دهد و با قله اول سطح فشار صوت که در بسامد ٤٥٠٠هرتز اتفاق می‌افتد ۳٤دسی‌بل است؛ اما در جت گرم این اختلاف حدود ۲۸دسی‌بل است. همچنین افزایش دمای جت سبب افت کمتر سطح فشار صوت شده چرا که میزان اختلاط لایه‌های آشفته را افزایش داده است. مطابق شکل، زمانی که دمای جت از سرد به کاملا گرم تغییر می‌کند، تغییر مشخصی در مکان قله‌های صوتی رخ نمی‌دهد.



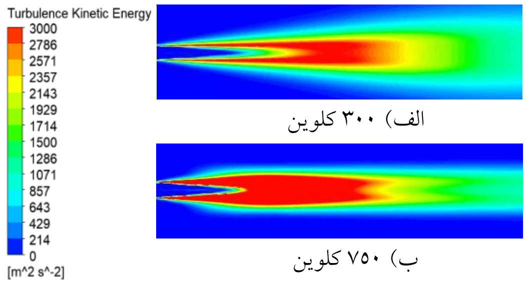
شکل ۸ سطح فشار صوت اندازه‌گیری‌شده برای جت سرد و خیلی گرم در میدان نزدیک با میکروفن شماره یک

شکل (۹) کانتور پارامتر ورتیسیتی را برای جت سرد و جت کاملا گرم نشان داده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود افزایش دما باعث کاهش طول لایهٔ برشی شده است که تجمع آشفتگی را در پی خواهد داشت؛ به‌طوری‌که مطابق شکل با افزایش دما ضخامت لایهٔ برشی و سطح ورتیسیتی جریان افزایش یافته است [22,24]. با افزایش دما و به‌دنبال آن افزایش لزجت، اختلاط بین جریان سرد محیط و جریان داغ هستهٔ جت بیشتر شده است که این موضوع علاوه بر افزایش ضخامت لایهٔ برشی، افزایش سطح فشار صوت حاصل از اختلاط آشفته را به‌دنبال دارد.

در شکل (۱۰) انرژی جنبشی آشفتگی برای جت سرد و جت کاملا گرم بررسی شده است. مطابق پژوهش‌های گذشته انتظار می‌رود که میزان انرژی سینماتیکی آشفتگی در جت سرد با جت‌های نیمه‌گرم و گرم کاملا متفاوت باشد [23,40] که این موضوع در شکل (۱۰) نیز مشهود است. مطابق این شکل در جت سرد لایهٔ برشی بلندتری شکل می‌گیرد و ناحیهٔ آشفته در راستای عمود بر جریان نیز پهنای کوتاه‌تری دارد. در جت گرم آشفتگی در نزدیکی نازل مقدار بیشتری دارد. زمانی که دمای خروجی جریان به دمای محیط نزدیک باشد، جریان‌های آشفته گردابی بزرگ و کوچک‌مقیاس با سرعت بیشتری با یکدیگر ترکیب می‌شوند و اندرکنش خاصی بین آن‌ها و محیط اتفاق نمی‌افتد و به این دلیل طول لایهٔ برشی نیز افزایش می‌یابد و پهنای عمودی آن کم می‌شود؛ اما زمانی که دمای سیال خروجی از دهانهٔ نازل اختلاف چشمگیری با دمای محیط بیرون دارد، اندرکنش بین جریان‌های بزرگ و کوچک‌مقیاس با محیط به بیشینه مقدار خود می‌رسد و این اتفاق در نزدیکی دهانهٔ نازل روی خواهد داد. ازاین‌رو لایهٔ برشی شکل‌گرفته طول کوتاه‌تری داشته است و به‌دلیل حجم اختلاط، عرض بزرگ‌تری پیدا می‌کند. به‌این‌صورت صدای تولیدشده به‌وسیلهٔ اختلاط آشفته در جت گرم نسبت به جت سرد غالب می‌شود [42].



شکل ۹ جریان گردابی–لایهٔ برشی آشفته برای جت‌های سرد و کاملا گرم

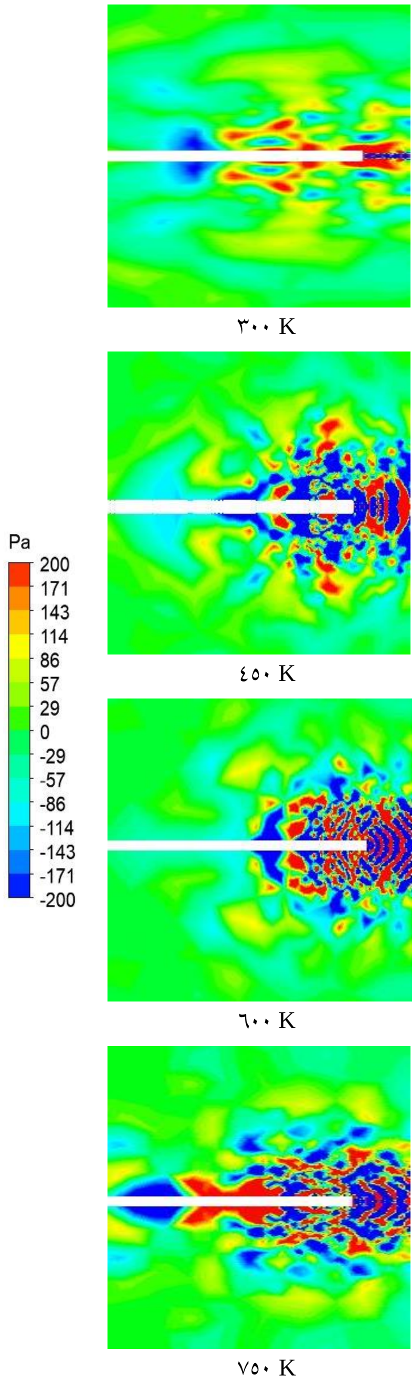


شکل ۱۰ میزان انرژی جنبشی آشفتگی در جت‌های سرد و کاملا گرم

امواج آکوستیکی برگشتی حاصل از اختلالات فشار در دماهای مختلف

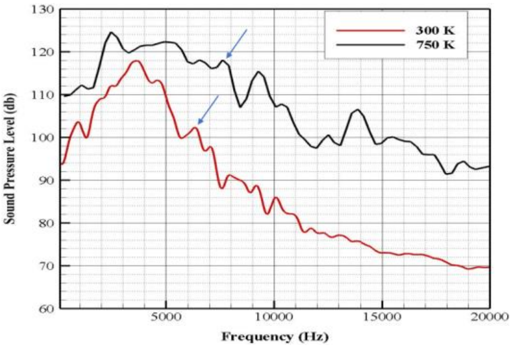
شکل (۱۱) نوسانات فشاری را که همان امواج آکوستیکی هستند، برای شرایط دمایی مختلف در زمان پایاشدن جریان بررسی می‌کند. این تصاویر علاوه بر ناحیهٔ اطراف جریان جت، منطقه‌ای به بزرگی ۸برابر قطر نازل در پشت دهانه را نیز نشان می‌دهند. همان‌طور که در این شکل مشخص است، با افزایش دما میزان تولید نوسانات فشاری در پشت نازل (امواج آکوستیکی برگشتی) مقدار بیشتری به خود می‌گیرد.

همان‌طور که مشخص است، با افزایش دما میزان ترکیب لایه‌های اختلاطی آشفتهٔ بزرگ‌مقیاس و کوچک‌مقیاس افزایش یافته و نویز اختلاطی آشفته همواره در پشت نازل غالب است؛ اما نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای نیز در قسمت‌های پشت نازل باتوجه‌به آن‌چه پیش‌تر در شکل (۷) بحث شد حضور دارد. لازم به ذکر است که هرچه میزان ترکیب‌شدن لایه‌های اختلاطی افزایش یابد، نوسانات فشاری که در این حین رخ خواهد داد، بیشتر خواهد بود.



شکل ۱۱ مقایسهٔ نوسانات فشاری در پشت دهانهٔ نازل برای جت‌های سرد تا خیلی گرم در لحظهٔ پایاشدن جریان

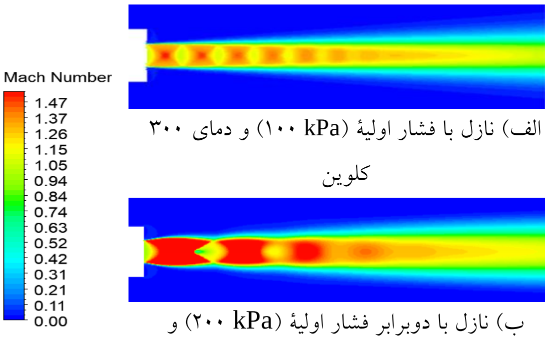
شکل (۱۲) سطح فشار صوت در پشت نازل را که با میکروفن شماره ۳ دریافت شده است، نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است و شکل (۱۱) نیز نشان می‌دهد، نویز اختلاطی آشفته با افزایش هرچه بیشتر دما در پشت نازل همواره غالب میدان است. هر چند که در ادامه و حضور سلول‌های ضربه‌ای تأثیرات خود را بر نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای نشان می‌دهد؛ اما این نویز اختلاط آشفته است که عامل غالب در میزان نویز حاصل از جریان است. بر اساس شکل (۱۲) قله‌های به‌وجودآمده که در بسامد حدود ۶۲۰۰هرتز برای جت سرد و بسامد در حدود ۷۲۰۰هرتز برای جت خیلی گرم (در نمودار با علامت مشخص شده است.) مؤید حضور سلول‌های ضربه‌ای و نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای است. از بسامد ۳۰۰۰ تا ۸۰۰۰هرتز در جت خیلی گرم اختلاط به‌قدری افزایش داشته که سطح فشار صوت افت محسوسی را تجربه نکرده و نویز اختلاط آشفته تماما حتی با حضور سلول‌های ضربه‌ای عامل غالب در میزان نویز حاصل از جریان است. در شکل (۱۲) مشاهده می‌شود که در جت سرد افت سطح فشار صوت قبل از بسامد ۶۲۰۰هرتز رخ داده و سپس یک قلهٔ صوتی هرچند با مقدار کم نسبت به جت گرم در بسامد ۷۲۰۰هرتز تشکیل شده است؛ اما در جت گرم تا قبل از بسامد ذکرشده افت محسوسی در سطح فشار صوت رخ نمی‌دهد و این نشان‌دهندهٔ آن است که با افزایش دمای جت اختلاط قوی‌تری در پشت نازل شکل گرفته است که به‌نظر می‌رسد نویز غالب در پشت نازل نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای باشد. در جت سرد سلول ضربه‌ای تشکیل‌شده تا حدودی اثر خود بر سطح فشار صوت را داشته و باعث به‌وجودآمدن نویز پهن‌باند ناشی از ضربه شده است که این اثر در قله به‌وجودآمده در بسامد حدود ۶۲۰۰هرتز قابل مشاهده است.



شکل ۱۲ سطح فشار صوت به‌دست‌آمده از میکروفن شماره ۳ که با زاویهٔ ٤٥درجه و فاصله یک‌متری از پشت نازل نصب شده است.

بررسی اثر فشار روی ساختار جریان و امواج آکوستیکی

پارامتر مؤثر دیگری که روی سرعت جریان جت، خصوصیات جریان آشفته، ساختار امواج ضربه‌ای و نویز حاصل از میدان مؤثر است، فشار ورودی جت است. در این قسمت برای یک جت سرد (دمای ۳۰۰ K) نسبت فشار نازل (NPR) به دوبرابر مقدار اولیه تغییر کرده و اثرات آن بررسی شده است. شکل (۱۳) کانتور عدد ماخ برای ۲جت سرد با ۲نسبت فشار متفاوت را نشان می‌دهد. مطابق شکل در فشار بالاتر (NPR=۲) ٤سلول ضربه‌ای و در فشار پایین‌تر (NPR=۱) ۷سلول ضربه‌ای تشکیل شده است؛ اما طول هستهٔ پتانسیل و لایهٔ برشی تشکیل‌شده در NPR=۲ کمی بیشتر است. تفاوت اساسی دیگر، در سلول‌های ضربه‌ای قدرتمندی است که عدد ماخ آن‌ها در NPR=۲ بسیار بالاتر از جت با NPR=۱ است؛ همچنین پهنای سلول ضربه‌ای تشکیل‌شده نیز در جت با NPR=۲ بسیار بزرگ‌تر از جت با فشار کمتر است. همان‌طور که در شکل (۱۳) مشخص است، طول سلول‌های ضربه‌ای در نازل با NPR=۲، بسیار بیشتر است. بر اساس مطالب فوق می‌توان نتیجه گرفت که توزیع فشار در خط مرکزی جریان برای جت با NPR=۲ دارای تعداد قله‌های کمتر اما با قدرت خیلی بیشتر است؛ همچنین فاصله بین قله‌ها بیشتر خواهد بود.

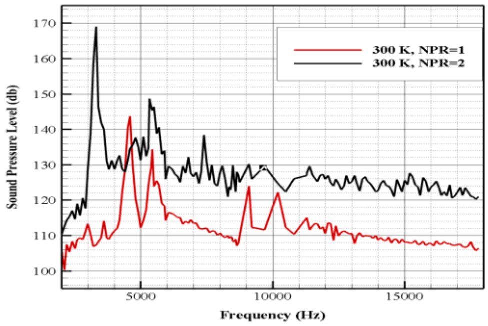


الف) نازل با فشار اولیهٔ (۱۰۰ kPa) و دمای ۳۰۰ کلوین

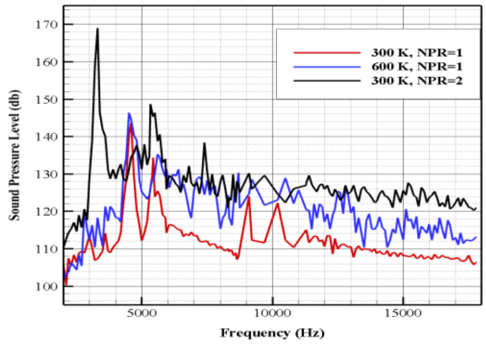
ب) نازل با دوبرابر فشار اولیهٔ (۲۰۰ kPa) و دمای ۳۰۰ کلوین

شکل ۱۳ هستهٔ پتانسیل و لایهٔ برشی حاصل از جریان جت در فشارهای مختلف

در شکل (١٤) سطح فشار صوت دریافت‌شده در میکروفون شماره ۱ برای ۲جت سرد با NPR=۱ و NPR=۲ برحسب بسامد نشان داده شده است. همان‌طور که پیداست با افزایش نسبت فشار نازل، سطح فشار صوت افزایش چشمگیری پیدا کرده و همچنین مکان قله‌های سطح فشار صوت نیز تغییر قابل ملاحظه‌ای داشته است. این به‌دلیل تعداد کمتر سلول‌های ضربه‌ای، قدرت بیشتر آن‌ها و همچنین پهنای بیشتر مختص به آن‌هاست. در جت سرد با NPR=۲ مقدار نویز اختلاطی تا قبل از قلهٔ اول به‌نسبت با جت سرد با NPR=۱ غلبه کمتری در میدان دارد و پس از ظهور اولین سلول ضربه‌ای قدرتمند در میدان جریان قلهٔ صوتی یا صدای جیغ‌مانند در میدان جریان غالب می‌شود. با هرچه پایاترشدن جریان، سطح فشار صوت کاهش می‌یابد اما نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای در NPR=۲ نسبت‌به نویز اختلاط آشفته غالب میدان خواهد بود.



شکل ۱٤ سطح فشار صوت برای جت سرد در ۲نسبت فشار نازل متفاوت در میدان نزدیک
(دریافت‌شده در میکروفن شماره۱)

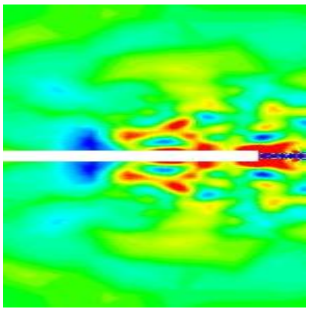


شکل ۱۵ مقایسه‌ای بین تأثیر افزایش دما و فشار روی سطح فشار صوت در میدان نزدیک
(دریافت‌شده در میکروفن شماره۱).

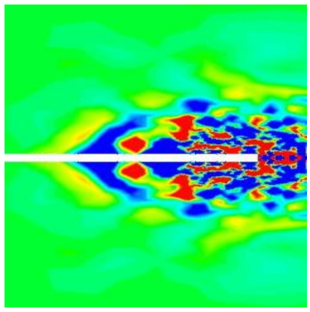
در شکل (۱۵) تأثیر افزایش فشار و دما روی نویز میدان نزدیک به‌طور همزمان بررسی شده است. در میدان نزدیک نازل این نکته قابل درک است که با افزایش دوبرابری دمای جت از ۳۰۰ تا ۶۰۰کلوین، میزان اختلاط جریان افزایش بیشتری دارد و نویز اختلاطی آشفته همواره عامل غالب در تولید نویز است؛ اما با افزایش دوبرابری فشار نازل، به‌دلیل وجود سلول‌های ضربه‌ای قدرتمندتر این نویز پهن‌باند ناشی از موج ضربه‌ای است که پس از صدای جیغ‌مانند، عامل غالب خواهد بود.

امواج آکوستیکی برگشتی حاصل از اختلالات فشار در نسبت فشارهای مختلف

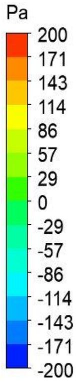
شکل (١٦) کانتور نوسانات فشار را برای نسبت فشار نازل مختلف در زمان پایاشدن جریان بررسی می‌کند. در این شکل به‌منظور مقایسه بین تغییرات دما و فشار نوسانات فشار برای یک جت گرم با NPR=۱ نیز آورده شده است. این تصاویر علاوه بر ناحیهٔ اطراف جریان جت، منطقه‌ای وسیع در پشت دهانهٔ نازل را نیز نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل مشخص است، زمانی که فشار نازل به دوبرابر مقدار اولیهٔ خود می‌رسد، علاوه بر این‌که اختلاط جریان بیشتر می‌شود، سلول‌های ضربه‌ای قدرتمندی نیز باتوجه‌به شکل (۱۳) تشکیل می‌شوند که حضور این سلول‌های ضربه‌ای در جریان باعث خواهد شد نویز پهن‌باند ناشی از سلول ضربه‌ای از نویز اختلاطی آشفته پیشی بگیرد و غالب در میدان جریان باشد. اثر این سلول‌های ضربه‌ای در نازل با فشار دوبرابر مقدار اولیه به‌خوبی در شکل (۱۷) نشان داده شده است؛ در این شکل سطح فشار صوت برگشتی که در میکروفون شماره ۳ ثبت شده برای ۳حالت مختلف مقایسه شده است. در جت سرد با NPR=۲ در بسامدهای ۲٤۰۰ و ٤۸۰۰هرتز ۲قله در سطح فشار صوت مشاهده می‌شود که اختلاف ناچیزی با یکدیگر دارند. همچنین قله‌های به‌وجودآمده در بسامدهای ۷۰۰۰ و ۱۰۰۰۰هرتز نیز اختلاف زیادی از نظر مقدار دسی‌بل ندارند و این به‌دلیل حضور سلول‌های ضربه‌ای قدرتمند در جریان و غالب‌بودن نویز پهن‌باند ناشی از ضربه در جریان است.

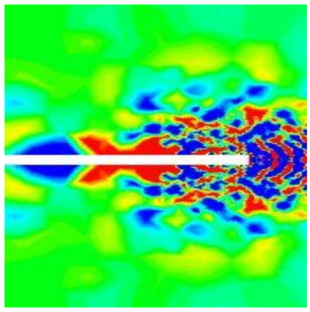


الف) نسبت فشار نازل برابر ۱ و دما ۳۰۰ کلوین

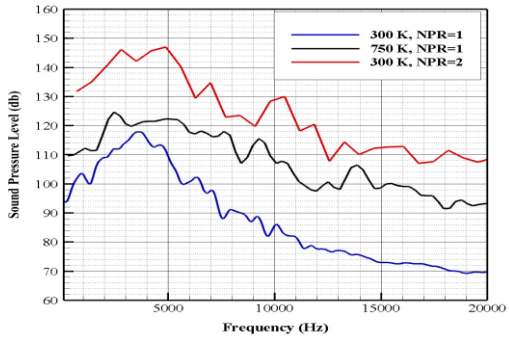


ب) نسبت فشار نازل برابر ۲ و دما ۳۰۰ کلوین





ج) نسبت فشار نازل برابر ۱ و دما ۷۵۰ کلوین



شکل ۱۷ سطح فشار صوت به‌دست‌آمده با میکروفن شماره ۳ با زاویهٔ ٤٥درجه و فاصلهٔ یک‌متری از پشت نازل برای جت سرد در ۲نسبت فشار و جت گرم در نسبت فشار یک

نتیجه‌گیری

در این پژوهش یک نازل خفه‌شده و صدای به‌وجودآمده از آن به‌صورت تقارن محوری و با استفاده از رویکرد RANS گذرا و مدل آشفتگی k-ε Realizble شبیه‌سازی شده است. صدای حاصل از جت آشفته در میدان نزدیک نازل از طریق معادلهٔ ویلیامز–هاوکینگز تخمین زده شده است. هدف از انجام این پژوهش تمرکز بر پدیده آکوستیک بازگشتی و نویز میدان نزدیک ناشی از پلوم جت جریان است. نتایج این پژوهش به‌صورت زیر دسته‌بندی شده‌اند:

الف) با افزایش دما طول هستهٔ پتانسیل و لایهٔ برشی کوتاه‌تر می‌شود؛ اما افزایش دما تأثیری در تعداد سلول‌های ضربه‌ای به‌وجودآمده در جریان جت ندارد. البته با افزایش دمای جت جریان، تراکم انرژی آشفتگی در نزدیکی نازل بیشتر می‌شود و همچنین امواج آکوستیکی برگشتی قدرتمندتری شکل می‌گیرد. افزایش دما همچنین باعث شده است اختلاط ساختارهای آشفتهٔ بزرگ و کوچک‌مقیاس در جلو و پشت نازل افزایش یابد و نویز اختلاط آشفته در جت خیلی گرم نسبت‌به جت سرد مقدار بسیار بالاتری داشته باشد. نتایج حاضر نشان داد حضور سلول‌های ضربه‌ای در پلوم جت بر امواج آکوستیکی تولیدشده در پشت نازل نیز تأثیر دارد و باعث به‌وجودآمدن نویز پهن‌باند ناشی از سلول ضربه‌ای می‌شود.

ب) با دوبرابرشدن فشار کاری نازل تأثیر قابل توجهی در اندازهٔ طول هستهٔ پتانسیل و لایهٔ برشی مشاهده نشده است؛ اثر افزایش فشار کاری نازل به دوبرابر مقدار اولیه خود باعث شده است تا تعداد سلول‌های ضربه‌ای تشکیل‌شده نسبت‌به جت سرد در شرایط اولیه کمتر شود. البته قدرت و پهنای هر سلول ضربه‌ای نیز نسبت‌به شرایط کاری اولیه افزایش قابل توجهی دارد. زمانی که فشار نازل به دوبرابر مقدار اولیه رسیده است، امواج آکوستیکی برگشتی به‌سمت لبهٔ نازل نیز سطح فشار صوت بسیار بیشتری پیدا کرده است. این مقدار در فاصلهٔ یک‌متری از پشت نازل حدود ۱٤۸دسی‌بل است که این مقدار برای هر موجود زنده‌ای آسیب‌زاست.

با شناسایی عوامل و منابع تولید امواج آکوستیکی از جمله آکوستیک برگشتی می‌توان در راستای کاهش نویز

ایجادشده توسط جت‌های جریان که استفاده‌های گوناگونی در صنعت کنونی دارند، گام برداشت. یکی از عوامل تأثیرگذار بر ساختار جت جریان و امواج آکوستیکی بازگشتی ضخامت لبهٔ نازل است که برای تحقیقات آتی می‌توان ضخامت‌های گوناگونی از لبهٔ نازل را در دماهای مختلف بررسی کرد.

واژه‌نامه

موج صوتی	Acoustic wave
نویز پهن‌باند	Broadband noise
نازل (شیپوره) خفه	Chocked nozzle
میدان نزدیک	Near field
صدا	Noise
آلودگی صوتی	Noise pollution
نازل (شیپوره)	Nozzle
فرو منبسط	Over-expanded
صدای ناهنجار	Screech tone
شبه متناوب	Semi periodic
لایه‌ی برشی	Shear layer
موج ضربه‌ای	Shock wave
جت صوتی	Sonic jet
سطح فشار صوت	Sound pressure level
اختلاط آشفته	Turbulent mixing
ساختار آشفته	Turbulent structure
فرا منبسط	Under-expanded

علائم

علائم انگلیسی

A_0	ثابت مدل k-ε Realizable
A_s	ثابت مدل k-ε Realizable
C_μ	تابعی از کرنش متوسط و نرخ چرخش
C_2	ثابت مدل k-ε Realizable
$C_{1\varepsilon}$	ثابت مدل k-ε Realizable
G_k	انرژی جنبشی آشفتگی باتوجه‌به گرادیان سرعت متوسط
G_b	انرژی جنبشی اشفتگی ناشی از نیروهای شناوری
$H(f)$	تابع مرحله واحد
k	انرژی جنبشی آشفتگی، J
P	فشار، Pa
S_k	جملهٔ منبع مدل k-ε Realizable
S_ε	جملهٔ منبع مدل k-ε Realizable
u_i	مؤلفهٔ سرعت در راستای *i* ، m/s
u_n	مؤلفهٔ سرعت عمود بر صفحه *f=0*، m/s
v_i	مؤلفهٔ سرعت صفحه در جهت x_i، m/s
v_n	مؤلفهٔ سرعت صفحه‌ای در جهت عمود، m/s
Y_M	سهم انبساط نوسانات در آشفتگی تراکم‌پذیر به نرخ کلی اتلاف

علائم یونانی

ρ	چگالی، kg/m^3
τ	تنش برشی، N/m^2
$\rho\overline{u_i'u_j'}$	تنش‌های رینولدز
ε	نرخ اتلاف انرژی جنبشی
σ_k	عدد پرانتل آشفتگی برای k
σ_ε	عدد پرانتل آشفتگی برای ε
μ	لزجت مولکولی، kg /m.s
μ_t	لزجت اغتشاشی، m^2/s
$\bar{\Omega}_{ij}$	تانسور متوسط سرعت چرخشی
$\delta(f)$	عملگر دلتای دیراک

زیرنویس

f	سیال

بالانویس

*	شرایط مرجع

مراجع

1. White F.M., Majdalani J., "Viscous Fluid Flow", Forth Edition, McGraw-Hill LLC, New York, USA, pp. 375-381, (2021).
2. Falkovich G., "Fluid Mechanics: A Short Course for Physicists", Cambridge University Press, Cambridge, UK, (2011).
3. Kundu P.K., Cohen I.M., "Fluid Mechanics", Fourth Edition, Academic Press, Elsevier, Inc., Oxford, UK, pp. 381-388, (2008).
4. Emami S., Jafari H., Mahmoudi Y., "Effects of combustion model and chemical kinetics in numerical modeling of hydrogen-fueled dual-stage HVOF system", *Journal of Thermal Spray Technology*, Vol. 28, No. 3, pp. 333-345, (2019).
5. Munday D., Gutmark E., Liu J., Kailasanath K., "Flow structure and acoustics of supersonic jets from conical convergent-divergent nozzles", *Physics of Fluids*, Vol. 23, No. 11, pp. 116102, (2011).
6. Needham C.E., "Blast Waves", Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, (2010).
7. Kleiner M., "Acoustics and Audio Technology", 3rd Edition, J. Ross Publishing, USA. (2011).
8. Tam C.K., "Supersonic jet noise", *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 27, pp. 17-43, (1995).
9. Schulze J., Sesterhenn J., Schmid P., Bogey C., de Cacqueray N., Berland J., Bailly C., "Numerical simulation of supersonic jet noise", In: Brun C., Juvé D., Manhart M., Munz CD. (eds) Numerical Simulation of Turbulent Flows and Noise Generation. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol 104. Springer, Berlin, Heidelberg, pp. 29-46, (2009).
10. Powell A., "On the mechanism of choked jet noise", *Proceedings of the Physical Society, Section B*, Vol. 66, No. 12, pp. 1039, (1953).
11. Morris P., "A model for the structure of jet turbulence as a source of noise", *12th Aerospace Sciences Meeting*, pp. 1, (1974).
12. Tam C.K., Tanna H., "Shock associated noise of supersonic jets from convergent-divergent nozzles", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 81, No. 3, pp. 337-358, (1982).
13. Ponton M., Seiner J., "The effects of nozzle exit lip thickness on plume resonance", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 154, No. 3, pp. 531-549, (1992).
14. Shen H., Tam C.K., "Numerical simulation of the generation of axisymmetric mode jet screech tones", *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 10, pp. 1801-1807, (1998).
15. Khavaran A., Bridges J., "Modelling of fine-scale turbulence mixing noise", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 279, No. 3-5, pp. 1131-1154, (2005).
16. Bodony D., Ryu J., Ray P., Lele S., "Investigating broadband shock-associated noise of axisymmetric jets using large-eddy simulation", *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference)*, pp. 1216-1226, Cambridge, MA, USA, (2006).
17. Erwin J.P., Sinha N., "Near and far-field investigations of supersonic jet noise predictions using a coupled LES and FW-H equation method", *ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition*, American Society of Mechanical Engineers, pp. 91-100, Vancouver, British Columbia, Canada, (2011).

18. Lo S.C., Aikens K., Blaisdell G., Lyrintzis A., "Numerical investigation of 3-D supersonic jet flows using large-eddy simulation", *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 11, No.7-8, pp. 783-812, (2012).
19. Schulze J., Sesterhenn J., "Optimal Control to Reduce Supersonic Jet Noise", In: Dillmann A., Heller G., Kreplin H.P., Nitsche W., Peltzer I. (eds) New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VIII. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 121, Springer, Berlin, Heidelberg, pp. 707-714, (2013).
20. Liu J., Corrigan A.T., Kailasanath K., Heeb N.S., Gutmark E.J., "Numerical study of noise sources characteristics in an underexpanded jet flow", *20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, pp. 2604, Atlanta, GA, USA, (2014).
21. Liu J., Corrigan A.T., Kailasanath K., Heeb N.S., Gutmark E.J., "Numerical study of noise characteristics in overexpanded jet flows", *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, pp. 0508, Kissimmee, Florida, USA, (2015).
22. Gojon R., Bogey C., "Numerical study of the flow and the near acoustic fields of an underexpanded round free jet generating two screech tones", *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 16, No. 7-8, pp. 603-625, (2017).
23. Karnam A., Baier F., Gutmark E.J., Kailasanath K., "Flow measurement and acoustic investigation of high temperature rectangular jets", *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, pp. 0260, Kissimmee, Florida, USA, (2018).
24. Ayupov R.S., Benderskii L., Lyubimov D., "RANS/ILES analysis of the flow pattern and the acoustic characteristics of a supersonic off-design jet at large nozzle pressure ratios", *Fluid Dynamics*, Vol. 54, pp. 114-122, (2019).
25. Breen N.P., Ahuja K.K, "Supersonic jet noise source distributions", *AIAA Scitech 2020 Forum*, pp. 0497, Orlando, FL, USA, (2020).

۲۶. بهمن جهرمی، ایمان، قربانیان، کاوه، ابراهیمی، محمد، "مطالعه تجربی منابع تولید صـــوت در جت برخوردی مافوق‌صـــوت دما بالا به صفحه تخت در مراحل اولیه تشکیل جت"، مهندسی مکانیک مدرس، دوره ۱۷، شماره ۲، صفحه ۳۶۸-۳۵۹، (۱۳۹٦).

۲۷. اف شاری، عباس، دهقان، علی اکبر، فرمانی، محمد، "برر سی نیمه تحلیلی نویز لبه فرار لایه مرزی آ شفته با ا ستفاده از اندازه‌گیری ف شار ناپایای سطح"، نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۱، شماره ٦، صفحه ۱۲۷۰-۱۲۵۳، (۱۳۹۸).

۲۸. موحدی، علیرضا، دهقان، علی اکبر، دهقان منشادی، مجتبی، "پیش‌بینی نویز آیروآکوستیکی دوردست از مدل ساختمان بلند استاندارد به کمک اندازه‌گیری ناپایای فشار سطحی"، نشریه مهندسی مکانیک امیرکبیر، دوره ۵۲، شماره ۷، صفحه ۱۹۰٤-۱۸۸۵، (۱۳۹۹).

29. Daniel K., Mayo D., Lowe K., Ng W., "Use of thermal nonuniformity to reduce supersonic jet noise", *AIAA Journal*, Vol. 57, No. 10, pp. 4467-4475, (2019).
30. Prasad C., Morris P., "Effect of fluid injection on turbulence and noise reduction of a supersonic jet", *Philosophical Transactions of the Royal Society A*, Vol. 377, No. 2159, pp. 20190082, (2019).
31. Wilcox, D.C. "Turbulence Modeling for CFD", 3rd Edition, La Canada, CA: DCW Industries, Inc, pp. 107-230, (2006).
32. Shih T.H., Liou W.W., Shabbir A., Yang Z., Zhu J., "A new k-e eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows", *Computers & Fluids*, Vol. 24, pp. 227-238, (1995).
33. Thies A.T., Tam C.K., "Computation of turbulent axisymmetric and nonaxisymmetric jet flows using the k-epsilon model", *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 2, pp. 309-316, (1996).

34. Lighthill M.J., "On sound generated aerodynamically I. General theory", *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, Vol. 211, No. 1107, pp. 564-587, (1952).
35. Ansys Fluent Theory Guide, Release 15, ANSYS, Inc. pp. 361-369, (2013).
36. Kaltenbacher M., "Computational Acoustics", Springer, Cham, pp. 1-33, (2018).
37. Markesteijn A.P., Gryazev V., Karabasov S.A., Ayupov R.S., Benderskiy L.A., Lyubimov D.A., "Flow and noise predictions of coaxial jets", *AIAA Journal*, pp. 1-14, (2020).
38. Davison L., Horie Y., Graham R.A., "Shock Wave and High Pressure Phenomena", Springer Nature, Switzerland, (2008).
39. Naqavi I.Z., Wang Z.-N., Tucker P.G., Mahak M., Strange P., "Far-field noise prediction for jets using large-eddy simulation and Ffowcs Williams-Hawkings method", *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 15, No. 8, pp. 757-780, (2016).
40. Liu J., Corrigan A.T., Kailasanath K., Heeb N.S., Munday D.E., Gutmark E.J., "Computational study of shock-associated noise characteristics using LES", *19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, pp. 2199, Berlin, Germany, (2013).
41. Nastro G., Fontane J., Joly L., "Optimal perturbations in viscous round jets subject to Kelvin-Helmholtz instability", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 900, pp. 1-25, (2020).
42. Baier F., Karnam A., Gutmark E.J., Kailasanath K., "High temperature supersonic flow measurements of a rectangular jet exhausting over a flat surface", *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, pp. 0012, Kissimmee, Florida, USA, (2018).

Numerical Prediction of Near-Field Noise and Return Acoustics from Sonic Jets in Different Operating Conditions

Ramin Khoshnevisan[1], Sobhan Emami[2]

1. Introduction

Noise from a supersonic turbulent jet emitted from convergent or convergent-divergent nozzles has destructive effects on the environment, structures, and personals. Jet noise pollution is directly related to the turbulent flow structure. A deeper and better study of this complex structure leads to an understanding of the mechanisms and sources of noise generation in such devices. Turbulent jet flows include small and large-scale turbulent structures, both of which are capable of generating noise. Although the role of small-scale structures in noise generation is predominant in subsonic jets, but the role of large-scale structures becomes more important in supersonic jets; so that a significant part of the supersonic jet noise is directly due to the large turbulent structures resulting from the turbulent jet flow (turbulent mixing noise). In an imperfectly expanded supersonic jet, there are two additional shock-associated noise components. The first component, which has discrete frequencies, is called screech tones, and the second one is called broadband shock-associated noise. In this study, a chocked nozzle and the resulting noise in the near field and behind the nozzle were studied and, the effect of operating parameters such as pressure and temperature of the flow on the noise generated by the turbulent jet were investigated.

2. Governing Equations and Numerical Methods

In the present case, the jet flow enters the surrounding ambient at the speed of sound through a converging nozzle with a diameter of 12.7 mm and a certain edge thickness. Figure 1 shows a schematic diagram of the problem geometry and position of the microphones. Microphone No. 1 was used to examine the sound pressure level in the near field and microphones No. 2 and 3 were considered to record the return acoustics.

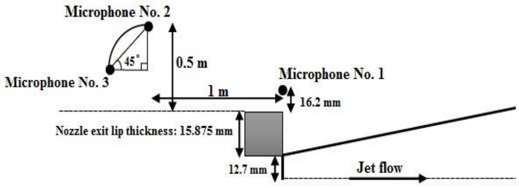


Figure 1. Schematic diagram of the problem geometry and position of the microphones

The sonic jet flow that enters the solution domain is unsteady and turbulent. Accordingly, the governing equations of the problem consist of the conservation equations of mass, momentum, and the energy alongside the ideal gas equation of state. These equations are solved for compressible axial symmetric flow. Turbulent flow was modeled using the k-ε realizable turbulence model and integral method (based on Lighthill acoustic analogy) was used to predict near-field noise. The Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) formulation is the most common form of Lighthill acoustic analogy used in this study to predict noise.

Figure 2 shows the CFD mesh generated around the nozzle exit. According to the figure, the nozzle exit which is the inlet boundary of the flow to the computational domain, is located in the center of the domain. The upstream and downstream of the nozzle is extended about 100 times the diameter of the nozzle exit. In the space predicted for the jet flow and the surrounding areas, because of the need for higher accuracy, a structured grid with regular quadrilateral elements was used.

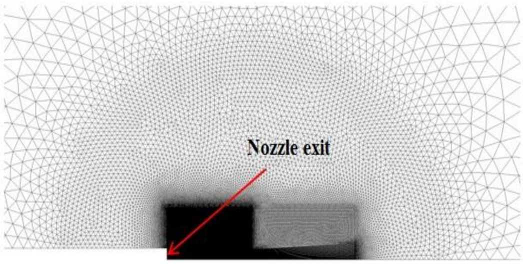


Figure 2. Side view of the computational grid generated around the nozzle exit.

3. Results and Discussion

The effects of temperature and pressure of the jet flow on the near-field noise and return acoustics were investigated. Temperatures of 300 K (cold jet), 450 K (semi-hot jet), 600 K (hot jet) and 750 K (fully hot jet) were investigated in the simulations. In the case of pressure, two nozzle

[1]. MSc Student, Department of Mechanical Engineering, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran
[2]. Corresponding Author. Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Najafabad Branch, Islamic Azad University, Najafabad, Iran. Email: sobhan@pmc.iaun.ac.ir

pressure ratios (NPR) were selected.

Investigation of the Effect of Temperature on the Structure of Jet Flow and Acoustic Waves

Figure 3 shows the near-field sound pressure level or SPL (received from microphone No. 1) for two different temperatures. As the jet temperature increases, the pressure fluctuations in the environment and also the sound pressure level increase. The difference between the first peak of the recorded SPL, which indicates a screech tone, and the SPL at adjacent frequencies decreased with increasing temperature and there is less sound pressure drop. According to the figure, when the temperature of the jet changes from cold to fully hot, there is no significant change in the frequency of the SPL peaks (screech tones).

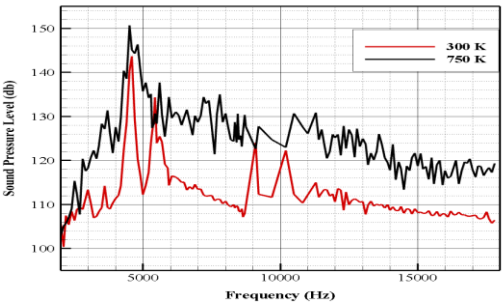


Figure 3. Sound pressure level recorded for a cold and very hot jet in the near field by microphone No. 1

Investigation of the Effect of Pressure on the Structure of Flow and Acoustic Waves

As the nozzle pressure ratio (NPR) increases, the number of shock cells formed in the jet plume decreases, but their strength and width increase. Figure 4 shows the SPL received in microphone No. 1 for two cold jets with nozzle pressure ratios of 1 and 2 in terms of frequency. As it is shown, with increasing the NPR, the sound pressure level increased significantly and also the position of the SPL peaks changed significantly.

Figure 5 compares the return sound pressure levels recorded in Microphone No. 3 for three different cases. According to the figure, the effect of nozzle pressure on the return acoustic level is greater than the effect of the temperature. The presence of shock cells in the jet plume also affects the acoustic waves emitted behind the nozzle and causes the shock cell-associated broadband noise.

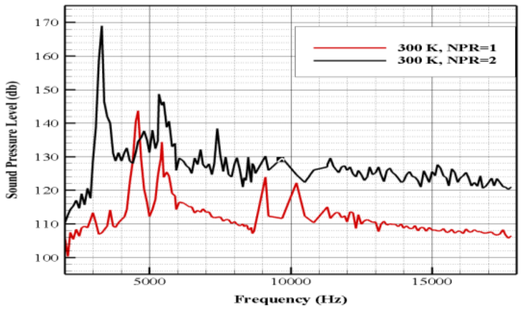


Figure 4. Sound pressure level for a cold jet at two different nozzle pressure ratios in the near-field (received in microphone No. 1)

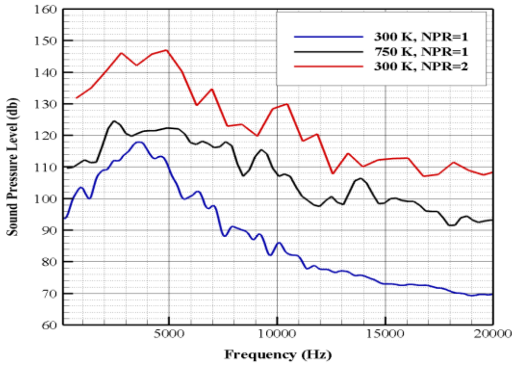


Figure 5. The sound pressure level obtained by microphone No. 3 with an angle of 45 degrees and a distance of one meter from the back of the nozzle for cold jet in two pressure ratios and hot jet in one pressure ratio

4. Conclusion

In this study, the effects of factors such as temperature and pressure of jet flow on the near field noise and return acoustics resulting from a sonic jet were investigated. Temperature change has significant effects on the shear layer and the length of the jet potential core. Noise recorded near the nozzle exit lip and behind the nozzle indicates that the presence of shock cells in the jet plume affects the acoustic waves propagate upstream. It causes broadband shock cell-associated noise. This noise is about 100 db for a cold jet at 300 K and about 105 db for a hot jet at 600 K. By increasing the nozzle pressure to twice the initial value, the recorded noise reached about 124 db.